

Estudio teórico-experimental

acerca de la aplicabilidad de los métodos datcom para estabilidad estática longitudinal en aviones a escala de micro vehículos aéreos

Recibido: junio de 2012
Arbitrado: agosto de 2012

Santiago Ramírez*, Ángel Andrey García**, Jerry Alexander Rozo***, Juan David Jiménez****

Resumen

Un cuerpo se considera en equilibrio cuando se encuentra en reposo o su movimiento es uniforme, es decir, tanto su momento lineal como angular son constantes. Las fuerzas aerodinámicas en una aeronave aunque varían con la orientación del viento deben balancearse con el peso para permitir un movimiento de traslación rectilíneo (sin rotación).

En este artículo se presenta una comparación entre la teoría clásica de estabilidad estática longitudinal de aeronaves y su aplicación a aeronaves de pequeña escala como son los microvehículos aéreos (MAV). Este desarrollo, realizado tanto de forma teórica como experimental, hace parte del proyecto institucional sobre diseño de este tipo de aeronaves a cargo del Grupo de Investigación AEROTECH, perteneciente a la Facultad de Ingeniería de la Universidad de San Buenaventura, Bogotá.

Palabras clave

Estabilidad longitudinal, ángulo de ataque, momento de cabeceo, punto de Trim, centro de gravedad, centro aerodinámico.

Abstract

A body is considered to be in equilibrium state when it remains at rest or its movements are constant and uniform without suffering any kind of variations. Aircrafts must remain in equilibrium during all flights which means that all aerodynamic forces must be canceled with its weight. Rotational movements are not included in this equilibrium state. This paper presents a comparison between the classical theory of longitudinal static stability and its application to small scale airplanes as micro-air vehicles (MAV). This development, madden both theoretically and experimentally, is part of the institutional project about the design of MAV's, which is being developed by the research group AEROTECH, which belongs to the Engineer Faculty in the san Buenaventura University, Bogotá campus.

* Ingeniero Aeronáutico. Maestría en Ing. Mecánica. Universidad Nacional. Profesor Universidad de San Buenaventura, Bogotá. E-mail. sramirez@usbbog.edu.co

** Estudiante Ing. Aeronáutica. Universidad de San Buenaventura, Bogotá. E-mail. agarcia@academia.usbbog.edu.co

*** Estudiante Ing. Aeronáutica. Universidad de San Buenaventura, Bogotá. E-mail. jrozo@academia.usbbog.edu.co

**** Estudiante Ing. Aeronáutica. Universidad de San Buenaventura, Bogotá, E-mail. jjimenez@academia.usbbog.edu.co

Keywords

Longitudinal stability, angle of attack, pitch moment, Trim point, center of gravity, aerodynamic center.

I. Introducción

En aeronáutica la estabilidad se entiende como la tendencia de una aeronave a regresar a su punto de equilibrio tras haber sido perturbada por agentes climáticos o por deflexiones en sus superficies de control [1]. Son tres los tipos de estabilidad que se pueden estudiar: estabilidad longitudinal que corresponde al momento de cabeceo, estabilidad direccional que corresponde al momento de guiño y estabilidad lateral que corresponde al momento de rollo. La combinación de estos tres hace posible que la aeronave mantenga vuelo recto, nivelado y seguro, independientemente de las condiciones encontradas a lo largo de su trayectoria.

La teoría de estabilidad para cada uno de los tres tipos mencionados anteriormente, puede ser aplicada a micro-vehículos aéreos o MAV's, que son aeronaves no tripuladas, desarrollados durante la última década con propósitos de vigilancia y/o seguridad en las zonas urbanas, distinguiéndose por su alta eficiencia, excelente comportamiento aerodinámico y especialmente por su particular tamaño, con envergaduras del orden de 10-1 metros y cargas pagas de entre 10-3 y 10-2 kilogramos [2]. Una de las universidades que se ha especializado en este estudio desde el 2002 ha sido la Universidad de Ghent, en Bélgica; la cual desarrolló el MAV40 un microvehículo de ala delta, con una envergadura de 40 cm, una relación de aspecto de 1.8 y un peso total de 252 gramos [3].

II. Estado del arte

En los últimos 15 años se ha venido trabajando en el desarrollo de microvehículos aéreos que semejan el movimiento oscilatorio de las alas de aves y se caracterizan por su alta eficiencia aerodinámica,

maniobrabilidad y principalmente su agilidad en vuelo dentro de edificios, cuevas y túneles [4]. El estudio de microvehículos con alas oscilatorias, se divide en dos tipos: uno en vuelo de aves y otro en vuelo de insectos; investigación que ha llevado de la mano a ingenieros aeronáuticos y a biólogos [5].

Diferentes autores han trabajado la estabilidad de aeronaves a estas escalas desde diferentes perspectivas, por ejemplo, en MAV's de ala fija García et.ál. [6] trabajaron acerca de la estabilidad lateral, mientras que Rakotomamonjy et.al. [7] lo hicieron en el sentido longitudinal para alas oscilatorias, incluso, Pflimlin et.ál. [8], modelaron la estabilidad de microvehículos que poseían ducted-fan. El presente documento complementa la literatura existente, puesto que este analiza la estabilidad estática longitudinal de microvehículos aéreos de ala fija.

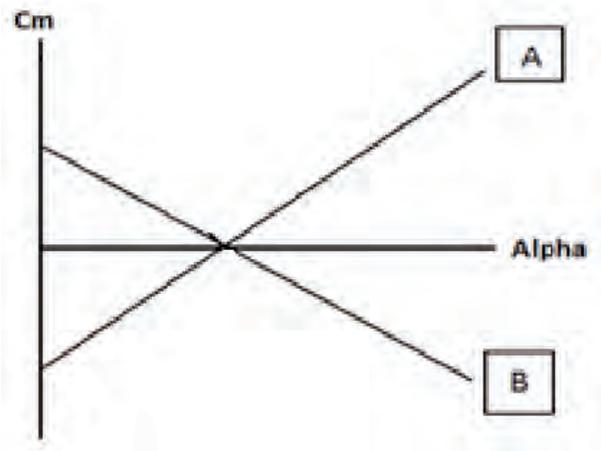


Figura 1. Gráfica de estabilidad longitudinal.

La estabilidad en el sentido longitudinal se evalúa mediante el momento de cabeceo (C_m), teniendo que ser mayor a cero para un ángulo de ataque igual a cero y con un crecimiento inverso a este. En la figura 1 se puede observar la forma gráfica de evaluar la estabilidad longitudinal, donde la línea B corresponde a aeronaves estables y la línea A corresponde a inestables. La figura 2 muestra las posibles respuestas a cambios en la dirección del viento que tendrá una aeronave de acuerdo a su grado de estabilidad.

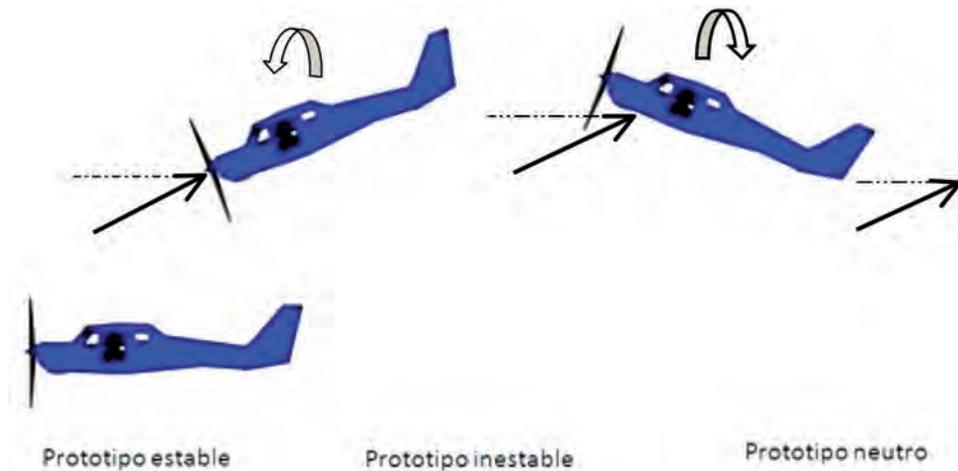


Figura 2 Comportamiento de cada prototipo.

De la figura 2 es posible concluir que una aeronave estable longitudinalmente tiende a alinearse con el viento relativo tras sufrir una variación en el ángulo de ataque, a diferencia de una inestable que se aleja de su posición de equilibrio. Esta hipótesis, válida en aeronaves de escalas comerciales y de transporte, fue puesta a prueba con una gama de aviones MAV en el túnel de viento. Además, se evaluó tanto analítica como experimentalmente la adaptación de la teoría de estabilidad estática longitudinal de aeronaves a escala 1:1 con respecto a modelos de escalas inferiores en ausencia de potencia.

III. Metodología

Las fuerzas y momentos que se ejercen en un avión determinan tanto su estabilidad estática, dinámica como su maniobrabilidad, y depende de las contribuciones de las superficies de sustentación del avión tales como el ala, el fuselaje, la

cola (trasera convencional o delantera canard) y el motor. Este análisis de estabilidad longitudinal estática consiste en determinar la primera reacción de una aeronave en su momento de cabeceo cuando tiene lugar una perturbación del ángulo de ataque sin ser accionado el mando del timón de profundidad.

Para este caso de estudio se eligieron aleatoriamente las aeronaves, estas fueron construidas a escala de MAV, con el fin de evaluar si la respuesta de las aeronaves a perturbaciones ocasionadas en el túnel de viento de la Universidad de San Buenaventura son las esperadas de acuerdo a los cálculos realizados mediante la teoría clásica de estabilidad estática. En la tabla 1 se presentan las aeronaves construidas, especificando tanto la envergadura, como la modificación realizada para evaluar el caso contrario de estabilidad, cuando se expresa réplica exacta significa que la configuración aerodinámica se mantuvo, cambiando sólo la posición del centro de gravedad.

Avión	Envergadura (cm)	Estable	Inestable
Boeing 747	35	Réplica exacta	Modificado
Embraer 312	36	Réplica exacta	Modificado
BP1	35	Réplica exacta	Réplica exacta
Cirrus SR22	34	Réplica exacta	Réplica exacta

Avión	Envergadura (cm)	Estable	Inestable
Piper PA-28-151	30	Réplica exacta	Réplica exacta
ATR 42	29	Réplica exacta	Réplica exacta
Hércules	33	Réplica exacta	Réplica exacta
Embraer 130	35	Réplica exacta	Réplica exacta
Cessna 151	34,5	Réplica exacta	Réplica exacta
Fokker 50	32	Réplica exacta	Réplica exacta
Extra 300	37	Réplica exacta	Réplica exacta
Cessna Skycatcher	22	Réplica exacta	Réplica exacta

Tabla 1. Dimensiones del MAV y estado de la escala.

Para la construcción de algunos modelos se realizaron cortes del perfil con láser y tras unir cada uno se logró obtener una estructura rígida con una superficie uniforme que fue eficiente al momento de realizar la experimentación (figura 4).

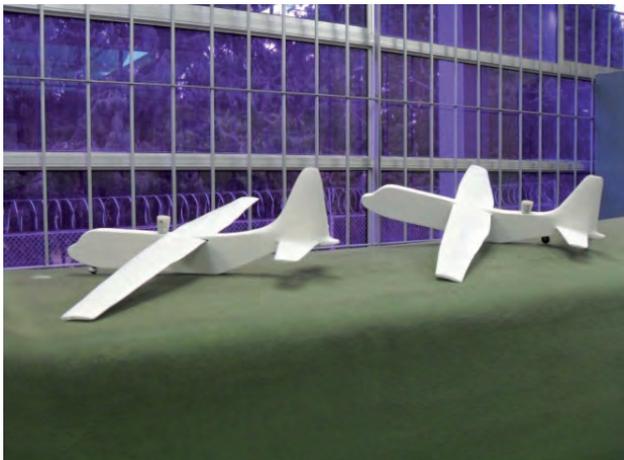


Figura 4. Hércules.

Para la elaboración de las superficies de otros modelos se tomó una tabla de madera con las medidas ya calculadas y se procedió a pulir hasta obtener el perfil deseado, lo que también dio como resultado una superficie lisa y uniforme que fue eficiente a lo largo de la prueba, sin embargo, en este caso cualquier irregularidad a lo largo del ala podría afectar el flujo y consecuentemente los resultados (figura 5).

Finalmente, algunos modelos se construyeron mediante la elaboración de costillas y larguerillos recubiertos con papel crepé. En esta ocasión las irregularidades en la superficie causadas por un papel tan frágil alteran el flujo considerablemente, lo que dificultó las pruebas de estabilidad en el túnel de viento.

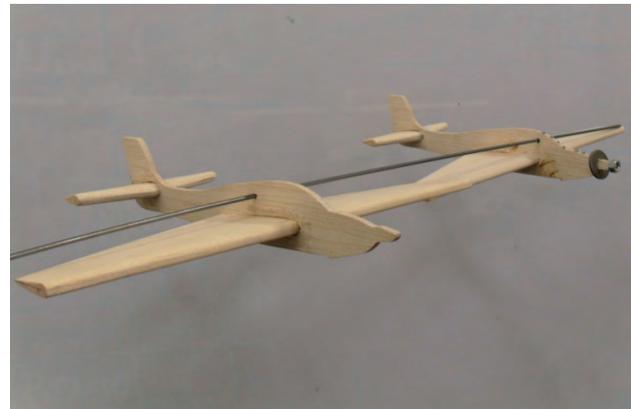


Figura 5. Cirrus SR22.

Para emprender el análisis aerodinámico, en primer lugar, se asume que la contribución del fuselaje a la estabilidad longitudinal de la aeronave es muy pequeña, por lo cual a escala su valor es despreciable. En segundo lugar, se escogieron aleatoriamente perfiles para el plano y para el estabilizador horizontal asumiendo un bajo número de Mach ($M < 0.3$), esto para trabajar flujo incompresible y evitar la dependencia funcional de las características del perfil.

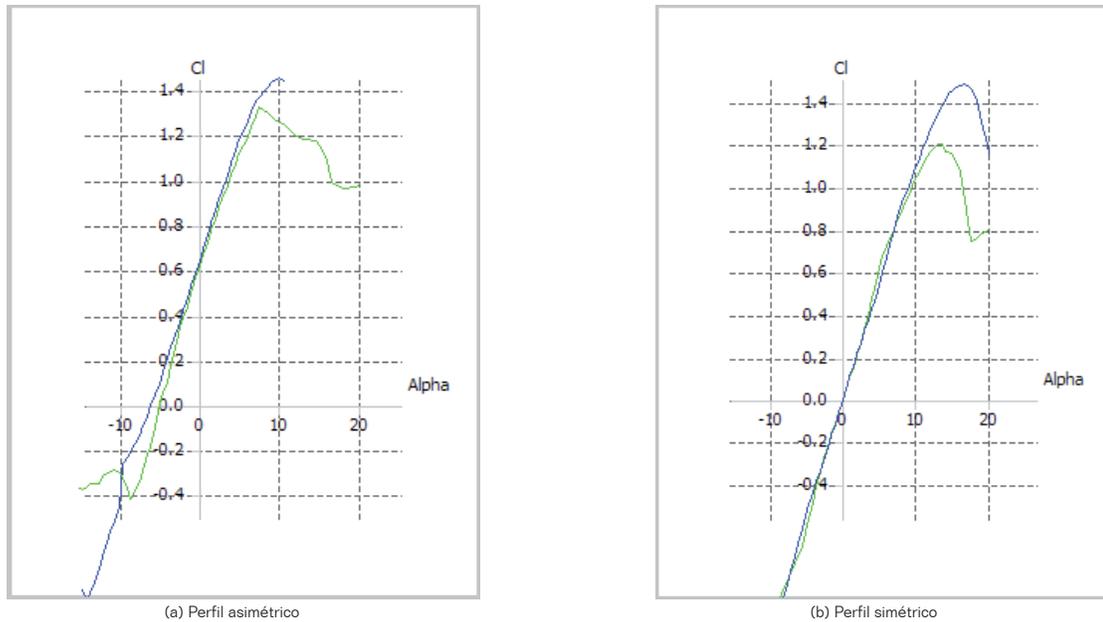


Figura 6 Pendiente de sustentación.

La variación del coeficiente de sustentación (Cl) con respecto a la variación del ángulo de ataque en un ala infinita se obtuvo con el Software de código abierto XFLR5. La variación debida al número Reynolds es despreciable debido a que afecta directamente el ángulo de pérdida. La figura 6 muestra la variación especificada para un perfil asimétrico (a) y uno simétrico (b). La pendiente para los dos tipos de perfiles (2D) se calcula matemáticamente mediante las ecuaciones (1) a (3).

$$y = mx + b \quad (1)$$

$$m = \frac{\delta Cl}{\delta \alpha} \quad (2)$$

$$m = \frac{Y_2 - Y_1}{X_2 - X_1} \quad (3)$$

Mediante la teoría clásica de Dinámica de Vuelo la relación de aspecto de ambas superficies y la variación del coeficiente de sustentación (Cl) con respecto a la variación del ángulo de ataque en el ala (w) y estabilizador horizontal (h) con envergadura finita pueden determinarse de acuerdo a las ecuaciones (4) y (5).

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (4)$$

$$C_{l_{(2D)}} = \frac{C_{l_{(2D)}} * \cos \Lambda^{c/2}}{\sqrt{1 - M^2 + \left(\frac{C_{l_{(2D)}}}{\pi * AR}\right)^2} + \frac{C_{l_{(2D)}} * \cos \Lambda^{c/2}}{AR * \pi}} \quad (5)$$

Para el caso de un perfil asimétrico, el punto de corte de la gráfica del plano y la superficie de control cuando $\alpha=0$ es:

$$C_{l_{0(w)}} = -C_{l_{(w)}} * \alpha_{(per/\delta Cl=0)} \quad (6)$$

El downwash se determina mediante ecuaciones empíricas (7 a 9). La figura 7 expone un ejemplo de las distancias (lh y hH) entre centros aerodinámicos del ala y el estabilizador.

$$\frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha} = 4.44 * (K_A + K_\lambda * K_H * (\cos \Lambda^{c/4})^{0.5})^{1.19} \quad (7)$$

$$K_A = \frac{1}{AR} - \frac{1}{1 + AR^{1.7}} \quad (8)$$

$$K_H = \frac{1 - h_H}{\sqrt{\frac{h_H}{b}} * 2} \quad (9)$$

$$K_\lambda = \frac{10 - 3 * \lambda}{7} \quad (10)$$

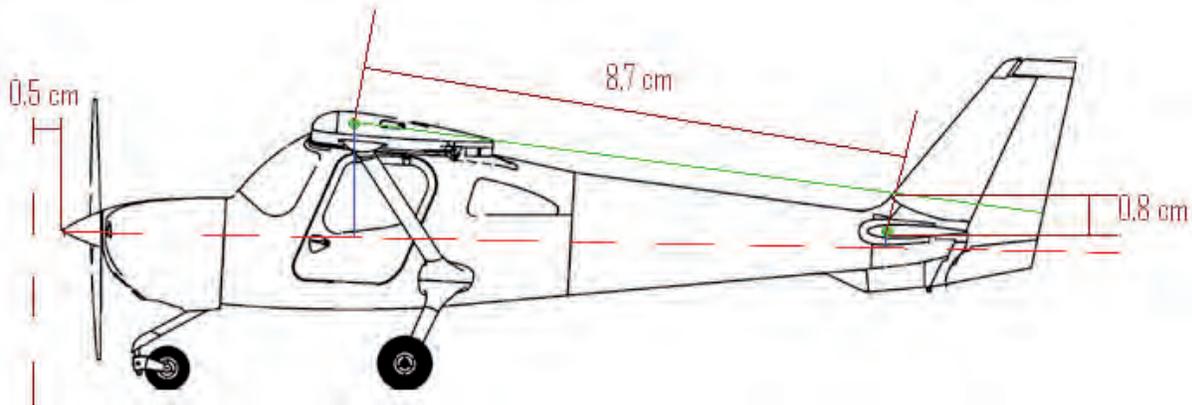


Figura 7. Medidas lh y hH en el modelo a escala del Cessna Skycatcher [9].

A partir de los datos anteriores se estudian los aviones con equilibrio estable e inestable para cada MAV. Para el estudio de ambos casos las ecuaciones son equivalentes y se les aplica el criterio de estabilidad estática dado por Nelson [10] y mencionado anteriormente, $Cm_{\alpha} > 0$ y $Cm_x < 0$. Dado que el perfil del estabilizador la mayoría de las aeronaves es un simétrico, la ecuación para Cm_y queda de la forma mostrada en la ecuación (11).

$$Cm_y = Cl_{yw} * (\bar{X}_{cy} - \bar{X}_{acw}) + Cm_{acw} \quad (11)$$

El coeficiente de momento en el centro aerodinámico del ala infinita se determina mediante métodos empíricos proporcionados por el DATCOM [11]. La ecuación (12) indica que la contribución de la cola horizontal debe ser mayor a la del ala para obtener una aeronave estable, cumpliendo el parámetro en función de a . El centro aerodinámico del avión o neutral point se calcula mediante la ecuación (13).

$$Cm_x = Cl_{xw} * (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) - Cl_{xh} * \left(1 - \frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha}\right) * n_h * \frac{S_h}{S} * (\bar{X}_{ach} - \bar{X}_{cg}) \quad (12)$$

$$X_{np} = \frac{Cl_{xh}}{Cl_{xw}} * \left(1 - \frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha}\right) * n_h * \frac{S_h}{S} * (X_{ach} - X_{cg}) + X_{acw} \quad (13)$$

En caso de encontrar una aeronave donde la posición de su centro de gravedad sea la misma del centro aerodinámico se habla de un equilibrio neutro, es decir, ninguna perturbación en el ángulo de ataque del viento relativo modifica la dirección de la aeronave.

A la vista de este análisis matemático, es evidente que la ubicación del centro de gravedad del avión con respecto al centro aerodinámico o neutral point es lo que ejerce mayor influencia sobre su estabilidad longitudinal.

IV. Análisis ingenieril y discusión de resultados

La totalidad de las aeronaves mostraron resultados cualitativos coherentes con lo esperado, de acuerdo a los cálculos desarrollados bajo la teoría clásica de estabilidad y control. La figura 8 ilustra con claridad los resultados esperados para el Cessna Skycatcher estable, que a ángulos de ataque bajos, él busca su posición de equilibrio, generando un cabeceo hacia arriba, mientras que con ángulos altos el cabeceo del avión será negativo.

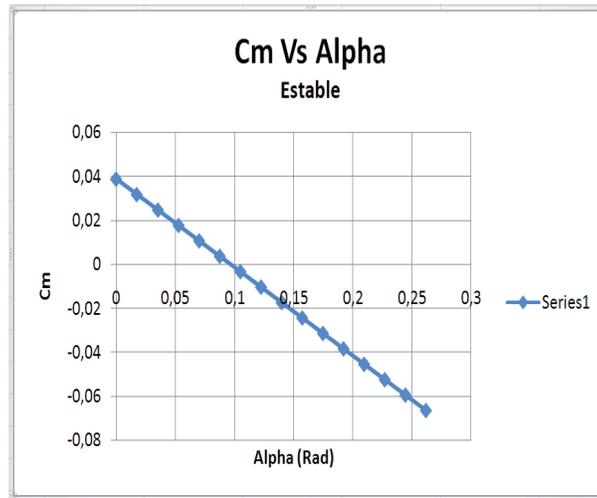


Figura 8 Coeficiente de momento Vs Ángulo de ataque en Cessna estable.

La figura 9 expone el comportamiento encontrado en las aeronaves construidas de acuerdo a su diseño. Donde la parte (a) ilustra la trayectoria de un avión estable. En contraposición se encuentra el diseño inestable, que por el contrario no busca el flujo, se aleja de él (figura

9 (b)). Con perturbaciones bajas o altas en su ángulo de ataque el coeficiente de momento es contrario, es decir, cabeceo hacia abajo con ángulos de ataque pequeños, coeficiente de momento positivo con ángulos de ataque altos (figura 10).

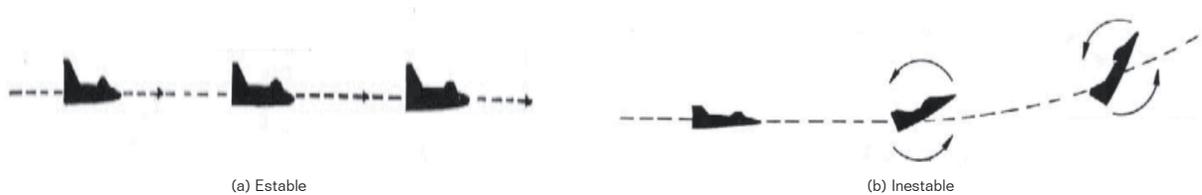


Figura 9. Respuesta de los modelos de acuerdo al grado de estabilidad [12].

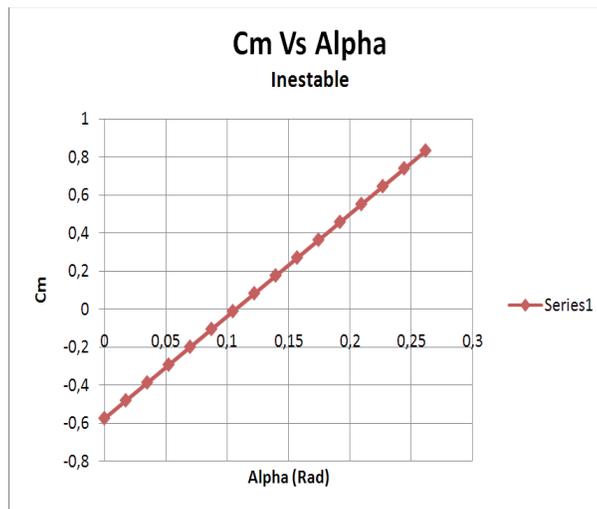


Figura 10. Coeficiente de momento Vs Ángulo de ataque en Cessna inestable.

En el signo de la variación del Coeficiente de momento a diversos ángulos de ataque y el coeficiente de momento inicial, es importante tener presente la ubicación del neutral point (N.P.) y el centro de gravedad (C.G.) para determinar el equilibrio de la aeronave.

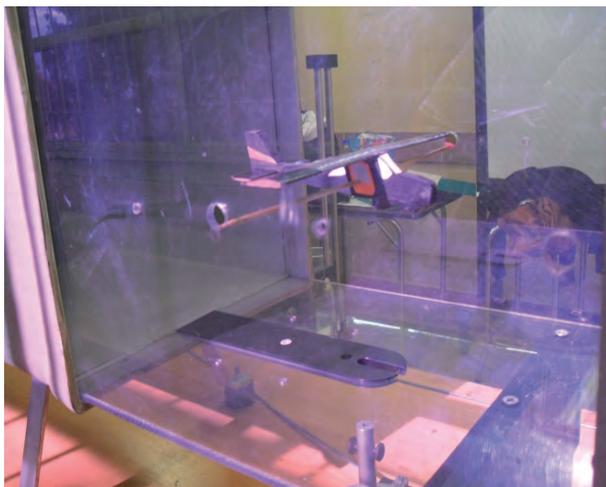
En el caso de encontrar el C.G. por delante del N.P. se analizará una aeronave estable, cabe resaltar que el centro aerodinámico del ala debe estar por delante del C.G. para lograr un $\dot{C}m_y$ positivo. En caso contrario en el que el C.G. se ubique por detrás del N.P. se estudiará un avión inestable, con lo que se calculará un $\dot{C}m_y$ negativo. Esto se observa en la figura 11.



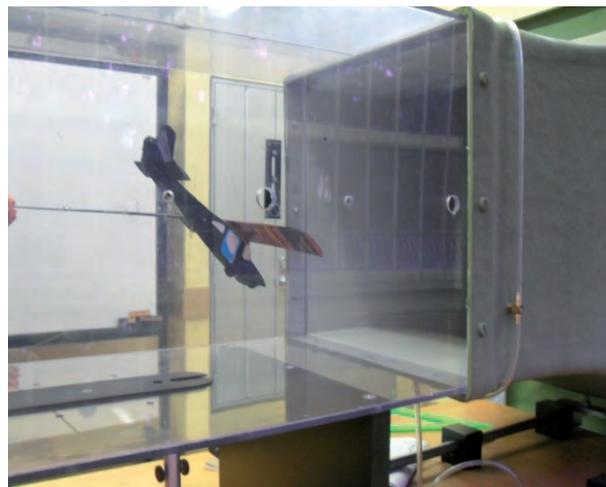
Figura 11. Estabilidad longitudinal en función del Centro de Gravedad y el Neutral Point. [13].

La velocidad en el túnel de viento se estableció según la resistencia estructural de cada modelo de la tabla 1, debido a que un viento demasiado fuerte podría desprender el ala y el estabilizador horizontal del fuselaje, o uno muy suave podría no afectar el comportamiento deseado del microvehículo. Tras someter cada modelo a pruebas en el túnel de viento y variar repetidamente el ángulo de ataque en cada uno, se pudo observar que variando el centro de gravedad de la aeronave se puede afectar considerablemente la estabilidad longitudinal.

En la primera prueba del ejemplo en estudio (Cessna Skycatcher), se tomaron los modelos estable e inestable con características geométricas idénticas y centros de gravedad variables. Aumentando el peso en la nariz del primer modelo se desplazó el centro de gravedad por delante del centro aerodinámico logrando una estabilidad longitudinal durante la prueba (figura 12 (a)). Para el segundo modelo un aumento de peso en la cola indicó un centro de gravedad muy por detrás del centro aerodinámico y por consiguiente una aeronave inestable (figura 12 (b)).



(a) Modelo estable

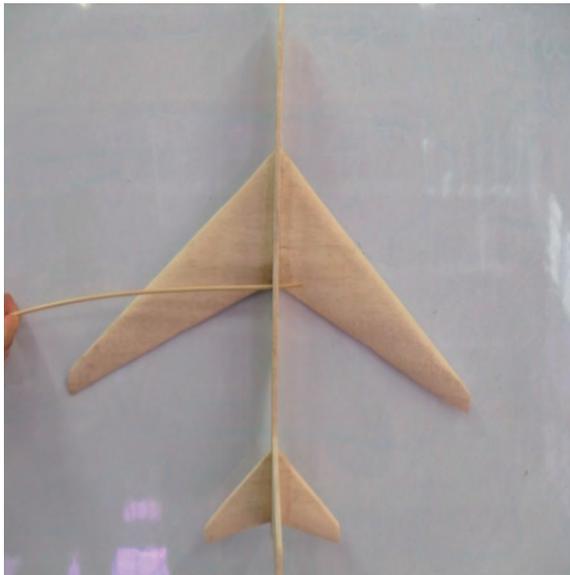


(b) Modelo inestable

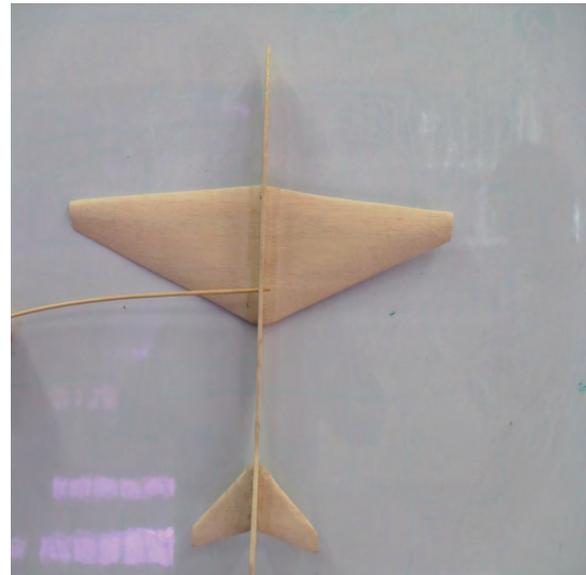
Figura 12. Pruebas experimentales del Cessna Skycatcher.

Un caso en particular, el Boeing 747 estable e inestable con centros de gravedad fijos y características geométricas diferentes, arrojó datos en los cuales un ángulo de flechamiento alto desplaza el centro aerodinámico de la aeronave por detrás del centro de gravedad dando

una evidente estabilidad longitudinal durante la prueba (figura 13 (a)), sin embargo, al emplear un flechamiento bajo, como se observa en la figura 13 (b), da paso a un avión inestable que tiende ante cualquier perturbación a alejarse del flujo.



(a) Estable



(b) Inestable

Figura 13. Modelo del Boeing 747.

En algunos casos se pudo también observar que los métodos empleados para la construcción del ala y estabilizador horizontal planteados anteriormente, pueden también llegar a afectar de diferentes formas la estabilidad longitudinal.

V. Conclusiones

En este artículo se han presentado los análisis ingenieriles y matemáticos para catalogar una aeronave con equilibrio estable e inestable longitudinalmente, en el cual la posición del centro de gravedad influye notablemente en el equilibrio de momentos de cabeceo y por tanto en la estabilidad del avión.

Por un lado se resaltó que el avión es más estable y más inestable (C_{m_x} es más negativo) cuanto más hacia el morro se desplace el centro

de gravedad del avión, ya que entonces el efecto desestabilizador del ala disminuye.

Por otro lado, el estabilizador horizontal permite equilibrar el avión y además hacerlo estable longitudinalmente, pues cualquier ligera presión ejercida sobre la cola será tan efectiva como una gran fuerza actuando más cerca del centro de gravedad. Además, se observó que la teoría de aviones reales sobre estabilidad estática direccional se aplica a MAV's manteniendo una escala del mismo.

Finalmente, no es del todo deseable que un avión sea «demasiado estable» ya que sería prácticamente imposible alejar las condiciones estables, por lo que no tendría maniobrabilidad. Lo que lleva a un acuerdo entre la maniobrabilidad y la estabilidad.

Nomenclatura

AR	Relación de aspecto
\bar{c}	Cuerda media del ala
C_L	Coefficiente de sustentación
$C_{L_{0w}}$	Coefficiente de sustentación del ala inicial
$C_{L_{\alpha h}}$	Pendiente de sustentación del estabilizador horizontal.
$C_{L_{\alpha w}}$	Pendiente de sustentación del ala.
$C_{M_{acw}}$	Coefficiente de momento en el centro aerodinámico del ala
C_{M_0}	Coefficiente de momento de cabeceo cuando $\alpha = 0^\circ$
C_{M_α}	Variación del coeficiente de momento con respecto al ángulo de ataque
M	Número de Mach
S	Área de referencia del ala
S_h	Área de referencia del estabilizador horizontal
V_h	Coefficiente de volumen del estabilizador horizontal
\bar{x}_{ach}	Posición del centro aerodinámico del estabilizador horizontal respecto al <i>datum line</i> sobre la cuerda media
\bar{x}_{acw}	Posición del centro aerodinámico del ala respecto al <i>datum line</i> sobre la cuerda media
\bar{x}_{cg}	Posición del centro de gravedad respecto al <i>datum line</i> sobre la cuerda media.
x_{np}	Posición del Neutral Point desde el <i>datum line</i>
α	Ángulo de ataque
$\frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha}$	Variación del <i>downwash</i> con respecto al ángulo de ataque
η_h	Relación de presión dinámica del estabilizador horizontal sobre la del ala.

VI. Referencias bibliográficas

- [1] B. N. Pamadi, Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Incorporated, 2004.
- [2] W. R. Davis, B. B. Kosicki, D. M. Boroson y D. F. Kostishack, «Micro Air Vehicles for Optical Surveillance». *The Lincoln Laboratory Journal*, vol. 9, n.º 2, pp. 197-214, 1996.
- [3] J. Niño, F. Mitrachea, P. Cosyn y R. de Keyser, «Model Identification of a Micro Air Vehicle» *Journal of Bionic Engineering*, vol. 4, n.º 4, p. 227–236, 2007.
- [4] S. Ansari, R. Zbikowski y K. Knowles, «Aerodynamic modelling of insect-like flapping flight for micro air vehicles». *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 42, n.º 2, pp. 129-172, 2006.
- [5] C. T. Orłowski y A. R. Girard, «Dynamic, stability, and control analyses of flapping wing micro air vehicles» *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 51, pp. 18-30, 2012.

- [6] H. Garcia, M. Abdulrahim y R. Lind, «Roll Control for a Micro Air Vehicle Using Active Wing Morphing» de *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Austin, 2003.
- [7] T. Rakotomamonjy, M. Ouladsine y T. Le Moing, «Longitudinal modelling and control of a flapping-wing micro aerial vehicle» *Control Engineering Practice*, vol. 18, pp. 679-690, 2010.
- [8] J. Pflimlin, P. Binetti, P. Soueres, T. Hamel y D. Trouchet, «Modeling and attitude control analysis of a ducted-fan micro aerial vehicle» *Control Engineering Practice*, vol. 18, pp. 209-218, 2010.
- [9] Cessna Aircraft Company, «Cessna Model 162 Specification and Description» Cessna Aircraft Company, Wichita, 2012.
- [10] R. C. Nelson, *Flight stability and automatic control*, McGraw-Hill, Ed., New York: Mc Graw-Hill, 1989.
- [11] Douglas Aircraft Company, «USAF stability and control datcom» National Technical Information Service, Long Beach, California, 1977.
- [12] S. E. Roncero, «Estabilidad y control» Universidad de Sevilla, Sevilla, 2011.
- [13] M. A. Muñoz, «Manual de vuelo» [En línea]. Available: www.manual-vuelo.com/. [Último acceso: Mayo 2012].



The image shows the cover of the journal 'INGENIUM'. On the left is the official seal of the University of San Buenaventura, featuring a figure holding a book and a staff, surrounded by the Latin text 'SIGILLUM UNIVERSITATIS SANCTI BONAVENTURAE 1708'. Below the seal, the text 'UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA BOGOTÁ' is written. The main title 'INGENIUM' is displayed in a large, stylized, orange font with a blue shadow effect. Below it, the subtitle 'REVISTA DE LA FACULTAD DE INGENIERÍA' is written in a smaller, black font. At the bottom, the word 'SUSCRÍBASE' is written in a large, white, bold font. The background is a blue gradient with a network of white lines.